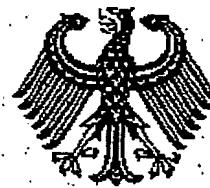


BUNDESREPUBLIK DEUTSCHLAND

01 FEB 2005

**Prioritätsbescheinigung über die Einreichung
einer Patentanmeldung**

Aktenzeichen: 103 61 390.0

Anmeldetag: 29. Dezember 2003

Anmelder/Inhaber: Airbus Deutschland GmbH, 21129 Hamburg/DE

Bezeichnung: Verfahren und Einrichtung zur Absaugung der Grenzschicht

IPC: B 64 D, B 64 C

Die angehefteten Stücke sind eine richtige und genaue Wiedergabe der ursprünglichen Unterlagen dieser Patentanmeldung.

München, den 11. Januar 2005
Deutsches Patent- und Markenamt
Der Präsident

Im Auftrag

A handwritten signature in black ink, appearing to read "Brosig".

Brosig

BEST AVAILABLE COPY

MAIWALD PATENTANWALTS GMBH

München · Hamburg · Düsseldorf
New York

Patentanwälte

Dr. Walter Maiwald (München)
Dr. Volker Hamm (Hamburg)
Dr. Stefan Michalski (Düsseldorf)
Dr. Regina Neufelnd (München)
Dipl.-Ing. Udo Preuss (München)
Dipl.-Ing. Korbinian Kopf, M.A. (München)
Dr. Norbert Hansen (München)
Dipl.-Ing. Lutz Kietzmann LL.M. (Düsseldorf)
Dr. Martin Huenges (München)
Dr. Holger Glas (München)
Dr. Vera Tiefbrunner (München)
Dr. Sigrid von Krosigk (Hamburg)

Rechtsanwälte

Stephan N. Schneller (München)
Matthias Gottschalk, MBA (München)

In Kooperation mit:

Maiwald Inc.,
European IP Services, New York
Dipl.-Ing. Korbinian Kopf, M.A.
U.S. Patent Agent

Aktenzeichen
Neuanmeldung
AIRBUS DEUTSCHLAND GMBH

Unser Zeichen
A 7411 / KK

München
29. Dezember 2003

AIRBUS DEUTSCHLAND GMBH

Kreetslag 10
21129 Hamburg, Deutschland

Verfahren und Einrichtung zur Absaugung der Grenzschicht

Die Erfindung betrifft ein Verfahren sowie eine Einrichtung zur Absaugung der Grenzschicht an der Oberfläche eines über eine Klimaanlage verfügenden Flugzeuges, an dessen strömungskritischen Stellen der Oberfläche Grenzschichtabsaugung durch kleine Öffnungen angewendet wird.

Auf dem technischen Gebiet des Flugzeugbaus und allgemein des Luftfahrzeugbaus kann zur Reduzierung des aerodynamischen Reibungswiderstandes während des Fluges eine Absaugung der an aerodynamischen Oberflächenbereichen des Flugzeugs direkt entlang strömenden Luftschicht, der sogenannten Grenzschicht, erfolgen. Dieser Maßnahme liegt die strömungstechnische Gesetzmäßigkeit zu Grunde, dass der aerodynamische Reibungswiderstand von laminaren Grenzschichtströmungen wesentlich kleiner ist als der von turbulenten Grenzschichtströmungen. Daher kann der Reibungswiderstand eines Flugzeuges im Reiseflug reduziert werden, indem die Grenzschichtströmung an Flügel- und Leitwerksoberflächen zumindest teilweise laminar gehalten wird. Ein Verfahren zur Verzögerung des laminar-turbulenten Strömungsumschlages besteht darin, die benachbart zur Oberfläche des Flugzeuges gelegene Grenzschicht mittels kleiner Öffnungen in der die Oberfläche bildenden Außenhaut des Flugzeuges in das Flugzeuginnere abzusaugen. Natürlich muss die so abgesaugte Luft nach dem Durchgang durch das Leitungssystem der Absaugeeinrichtung wieder an geeigneter, strömungsgünstiger Stelle nach außen abgegeben, also an die Atmosphäre abgeführt, werden.

Es ist allgemein bekannt, den Auslass zur Abgabe der so abgesaugten Luft dergestalt außen am Flugzeug zu formen und zu platzieren, dass möglichst wenig aerodynamische Zusatzwiderstände hierdurch erzeugt werden. Geeignete Stellen sind der Flügel-Rumpf-Übergangsbereich des Flugzeuges oder die Hinterkanten von Pylon oder das Rumpfheck. Für die Platzierung eines Auslasses der Absaugeeinrichtung an Leitwerken kommen analog der Übergangsbereich zum Rumpf sowie das Rumpfheck in Frage. Es wurde auch bereits versucht, die abgesaugte Luft durch einen im Bereich des Kabinenfensters platzierten Auslass nach außen abzuführen; jedoch hat sich diese zwar einfache Lösung nicht als strömungsgünstig erwiesen.

Ein prinzipieller Nachteil aller vorstehend dargestellten Lösungen besteht darin, dass der Auslass als geometrische Störung der aerodynamisch geformten Oberfläche des Flugzeugs stets Verluste in der vorbeiströmenden Grenzschicht verursacht, so dass ein zusätzlicher Auslass von bekannten Einrichtungen zur Absaugung der Grenzschicht die aerodynamischen Eigenschaften des Flugzeugs verschlechtert. Um den erzeugten Widerstand zu verringern, kann die Luft auf eine Geschwindigkeit beschleunigt werden, die etwas über der Strömungsgeschwindigkeit am Auslass

ist. Dafür ist aber zusätzliche Energie erforderlich; aber, es kann weiterer Vortrieb erzeugt werden.

Es ist daher eine Aufgabe der vorliegenden Erfindung, einen Reibungswiderstand eines Flugzeugs gering zu halten.

Die Aufgabe wird verfahrenstechnisch gemäß der vorliegenden Erfindung wie in Anspruch 1 angegeben, gelöst. Im Hinblick auf eine hierzu korrespondierende Einrichtung zur Absaugung der Grenzschicht wird die Aufgabe durch Anspruch 6 gelöst. Die jeweils rückbezogenen abhängigen Ansprüche geben vorteilhafte Weiterbildungen der Erfindung wieder.

Die Erfindung schließt die technische Lehre ein, dass zur Verringerung von Strömungsverlusten die von der Oberfläche abgesaugte und aus der Grenzschicht stammende Luftmenge der Klimaanlage des Flugzeuges zugeführt wird, über deren Auslass die abgesaugte Luftmenge gemeinsam mit der Abluft der Klimaanlage an die Atmosphäre abgeführt wird.

Die Erfindung macht sich im Prinzip das Vorhandensein einer Klimaanlage in größeren Flugzeugen zunutze. Somit bringt die Erfindung zwei bisher völlig unabhängig voneinander funktionierende Systemmodule eines modernen Flugzeuges zusammen. Der sich hieraus ergebende synergetische Effekt kommt in einer Verringerung von aerodynamischen Strömungsverlusten am Flugzeug zum Ausdruck. Denn durch die Einleitung der Luft des Grenzschichtabsaugesystems in das Kabinensystem, sprich deren Klimaanlage, braucht im Vergleich zum Stand der Technik zum Einen dem Triebwerk weniger Zapfluft entnommen zu werden, was zu geringeren Triebwerkverlusten führt. Es wird zum Anderen auch die Gesamtmenge der auszublasenden Abluft verringert, da die abgesaugte Luftmenge nicht zusätzlich zu der Abluft aus der Klimaanlage nach außen abgegeben werden muss. Somit entstehen durch das erfindungsgemäße Verfahren zur Absaugung der Grenzschicht keine zusätzlichen Strömungsverluste. Ferner werden Strömungsverluste vermieden, die ein ansonsten üblicher zusätzlicher Auslass an der Oberfläche des Flugzeuges verursachen würde. In Summe

ergibt sich hieraus eine gegenüber dem Stand der Technik verbesserte strömungsenergetische Gesamtbilanz.

Vorzugsweise wird die aus der Grenzschicht abgesaugte Luftmenge der Luftpumpeinheit der Klimaanlage zugeführt. Eine Einleitung der abgesaugten Luftmenge an dieser Stelle der Klimaanlage gewährleistet ein optimales Zusammenwirken beider miteinander gekoppelten Systeme. Die Mixereinheit der Klimaanlage eines Flugzeuges befindet sich in den meisten Fällen hinter dem Air-Conditioning-Pack und vereint die aus der Rezirkulation stammende Luft mit vom Triebwerk zuführter Zapfluft.

Die abgesaugte Luftmenge sollte vor Einleitung in die Klimaanlage an eine geeignete Stelle des Leitungssystems auf einen geeigneten Druck für die Einspeisung in das Kabinensystem, z. B. auf Kabinendruck gebracht werden. Hierfür ist gegebenenfalls eine Kompressionseinheit in das Leitungssystem einzufügen.

Eine geeignete Temperatur- und Feuchtigkeitsanpassung der abgesaugten Luftmenge kann vorzugsweise durch die Klimaanlage erfolgen, so dass hierfür keine weiteren technischen Mittel erforderlich sind.

Weitere die Erfindung verbessernde Maßnahmen werden nachstehend gemeinsam mit der Beschreibung eines bevorzugten Ausführungsbeispiels der Erfindung anhand der Figuren näher dargestellt. Es zeigt:

Figur 1 eine schematische Darstellung einer Einrichtung zur Absaugung der Grenzschicht an der Oberfläche eines Flugzeuges, und

Figur 2 eine prinzipielle Flussbilddarstellung des mit der Einrichtung nach Figur 1 ausführbaren Absaugverfahrens.

Gemäß Figur 1 ist die Oberfläche 1 eines Flugzeuges mit vielen kleinen Saugöffnungen 2 versehen. Die Saugöffnungen 2 sind an strömungskritischen Stellen der Oberfläche 1 angeordnet (hier rein schematisch dargestellt). Während des Fluges streicht die Luftströmung entlang der Oberfläche 1, wobei die oberflächennahe Luftschicht als Grenzschicht bezeichnet wird. Um diese selbst bei hoher Strömungsgeschwindigkeit laminar zu halten erfolgt ein Absaugen der Grenzschicht durch die Saugöffnungen 2. Die Saugöffnungen 2 stehen mit einem weiterführenden Leitungssystem 3 in Verbindung. Die Sogwirkung im Leitungssystem 3 wird über eine - hier nicht weiter dargestellte - Saugquelle erzeugt. Das Leitungssystem 3 mündet in eine Klimaanlage 4 des Flugzeuges. Die Klimaanlage 4 dient der Klimatisierung der Flugzeugkabine. Der Eintritt des Leitungssystems 3 in die Klimaanlage 4 erfolgt über deren Luftmixereinheit 5. Daneben ist auch eine Rezirkulationsleitung 6 eingangsseitig der Luftmixereinheit 5 angeschlossen. Die Rezirkulationsleitung 6 dient der Rückführung eines Teils der Kabinenluft in die Klimaanlage, um eine erneute Temperatur- und Feuchtigkeitsanpassung vorzunehmen. Die Abluft der Klimaanlage 4 gelangt über einen Auslass 7 an die Atmosphäre. Der Auslass 7 der Klimaanlage 4 ist strömungsoptimal am Flugzeug angeordnet, vorzugsweise in der unteren Heckpartie. Daneben gelangt über den Auslass 7 auch der Teil der aus dem Leitungssystem 3 stammenden abgesaugten Luftmenge.

Gemäß Figur 2 wird also das Absaugsystem zur Absaugung der Grenzschicht gekoppelt mit dem Klimasystem zur Klimatisierung der Kabine des Flugzeuges. Die rezirkulierende Luft des Klimasystems, die abgesaugte Luft des Absaugsystems und Zapfluft aus dem Triebwerk gelangen über die Luftmixereinheit in die Klimaanlage und verlassen gemeinsam die Klimaanlage aus deren Auslass zur Abführung an die Atmosphäre.

Hierdurch werden aerodynamische Strömungsverluste durch Einsparung eines separaten Auslasses für das Absaugsystem minimiert. Weiterhin bezieht die Klimaanlage einen Teil der Frischluft aus dem Absaugsystem, so dass weniger Zapfluft dem Triebwerk entnommen werden braucht, was zu geringeren Triebwerksverlusten führt. Dadurch wird die Gesamtmenge der auszublasenden Abluft verringert.

Wie zuvor angesprochen kann eine Verzögerung des laminar/turbulenten Strömungsumschlages erzeugt werden durch

- (1) Formgebung des Flugzeugs (geeigneter Druckgradient entlang der äußeren Oberfläche), oder
- (2) Absaugung der Grenzschicht, oder
- (3) Kühlung der Oberfläche bei Luftströmungen (Beheizung der Oberfläche bei Wasserströmungen).

In vorteilhafter Art und Weise wird das HLFC Verfahren angewendet (HLFC = Hybrid Laminar Flow Control), das Kombination von (1) und (2) ist. Es kann beispielsweise (2) an der Flügel-(Leitwerks)vorderkante angewendet werden und (1) beispielsweise über dem Flügelkasten, da der Raum im Flügelkasten als Tankvolumen gebraucht wird. Zur Grenzschichtabsaugung sind kleine Öffnungen in der Oberfläche des Flugzeugs vorgesehen, die eine Ausmaße im Mikrometerbereich aufweisen können.

Wie zuvor schon angesprochen wird gemäß einem Ausführungsbeispiel der vorliegenden Erfindung eine abgesaugte Luftmenge der Klimaanlage des Flugzeugs zugeführt wird. Die Luftmenge wird dann gemeinsam mit der Abluft der Klimaanlage über den Auslass der Klimaanlage an die Atmosphäre abgeführt. Auf diese Weise kann ein Auslass für die abgesaugte Luft eingespart werden, was einen Widerstand des Flugzeugs verringern kann.

Bezugzeichenliste

- 1 Oberfläche (des Flugzeugs)
- 2 Saugöffnung
- 3 Leitungssystem
- 4 Klimaanlage
- 5 Luftmixereinheit
- 6 Rezirkulationsleitung
- 7 (gemeinsamer) Auslass

A n s p r ü c h e

1.. Verfahren zur Absaugung der Grenzschicht an der Oberfläche (1) eines über eine Klimaanlage (4) verfügenden Flugzeuges, an dessen strömungskritischen Stellen der Oberfläche (1) mehrere Saugöffnungen (2) zur Grenzschichtabsaugung vorgesehen werden, wobei zur Verringerung von Strömungsverlusten die von der Oberfläche (1) abgesaugte Luftmenge der Klimaanlage (4) des Flugzeuges zugeführt wird.

2. Verfahren zur Absaugung der Grenzschicht gemäß Anspruch 1,
dadurch gekennzeichnet, dass die abgesaugte Luftmenge über einen Auslass (7) der Klimaanlage (4) gemeinsam mit der Abluft der Klimaanlage (4) an die Atmosphäre abgeführt wird.

3. Verfahren zur Absaugung der Grenzschicht gemäß Anspruch 1 oder 2,
dadurch gekennzeichnet, dass die abgesaugte Luftmenge einer Luftpumpe (5) der Klimaanlage (4) zugeführt wird.

4. Verfahren zur Absaugung der Grenzschicht gemäß Anspruch 1, 2 oder 3,
dadurch gekennzeichnet, dass die abgesaugte Luftmenge vor Einleitung in die Klimaanlage (4) auf Kabinendruck gebracht wird.

5. Verfahren zur Absaugung der Grenzschicht gemäß einem der Ansprüche 1 bis 4,
dadurch gekennzeichnet, dass eine Temperatur- und Feuchtigkeitsanpassung der abgesaugten Luftmenge innerhalb der Klimaanlage (4) durchgeführt wird.

6. Einrichtung zur Absaugung einer Grenzschicht an der Oberfläche (1) eines über eine Klimaanlage (4) verfügenden Flugzeuges mit an strömungskritischen Stellen der Oberfläche (1) angeordneten Saugöffnungen (2) zur Grenzschichtabsaugung, wobei zur Verringerung von Strömungsverlusten ein Leitungssystem (3) die von der Oberfläche (1) abgesaugte Luftmenge der Klimaanlage (4) des Flugzeuges zuführt.

7. Einrichtung zur Absaugung der Grenzschicht gemäß Anspruch 5;
dadurch gekennzeichnet, dass über einen Auslass (7) der Klimaanlage (4) die abgesaugte Luftmenge gemeinsam mit der Abluft der Klimaanlage (4) an die Atmosphäre austritt.

8. Einrichtung zur Absaugung der Grenzschicht gemäß Anspruch 6 oder 7,
dadurch gekennzeichnet, dass das die abgesaugte Luftmenge transportierende Leitungssystem (3) in eine Luftmixereinheit (5) der Klimaanlage (4) einmündet.

9. Einrichtung zur Absaugung der Grenzschicht gemäß Anspruch 6, 7 oder 8,
dadurch gekennzeichnet, dass eine in das Leitungssystem (3) integrierte Kompressionseinheit die abgesaugte Luftmenge vor Einleitung in die Klimaanlage (4) auf Kabinendruck bringt.

10. Einrichtung zur Absaugung der Grenzschicht gemäß einem der Ansprüche 6 bis 9,
dadurch gekennzeichnet, dass die Saugöffnungen (2) im Bereich der Flügel- und/oder Leitwerksoberfläche als strömungskritische Stellen der Oberfläche (1) angeordnet sind.

11. Einrichtung zur Absaugung der Grenzschicht gemäß einem der Ansprüche 6 bis 10,
dadurch gekennzeichnet, dass das Leitungssystem (3) mit einer Saugquelle für die Erzeugung einer für die Absaugung erforderlichen Sogwirkung in Verbindung steht.

Z u s a m m e n f a s s u n g

Verfahren zur Absaugung der Grenzschicht an der Oberfläche eines über eine Klimaanlage verfügenden Flugzeuges, an dessen strömungskritischen Stellen der Oberfläche mehrere Saugöffnungen vorgesehen werden, wobei die hierüber abgesaugte Luftmenge über mindestens einen strömungsgünstig platzierten Auslass wieder an die Atmosphäre abgeführt wird, wobei, dass zur Verringerung von Strömungsverlusten die von der Oberfläche abgesaugte Luftmenge der Klimaanlage des Flugzeuges zugeführt wird, über deren Auslass die abgesaugte Luftmenge gemeinsam mit der Abluft der Klimaanlage an die Atmosphäre abgeführt wird.

(Figur 2)

Absaugsystem

abgesaugte
Luft

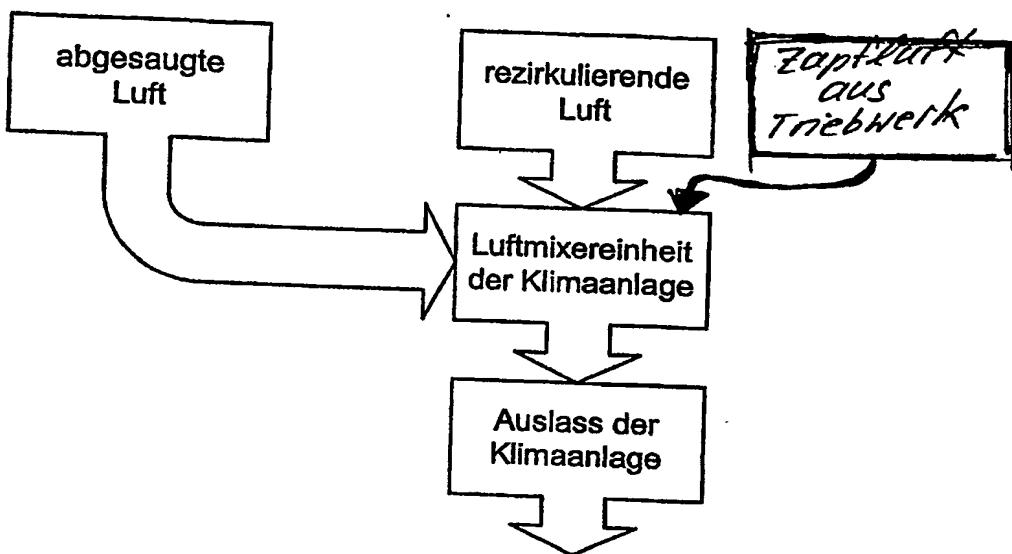
Klimasystem

rezirkulierende
Luft

~~Zapfunkt
aus
Triebwerk~~

Luftmixereinheit
der Klimaanlage

Auslass der
Klimaanlage



111

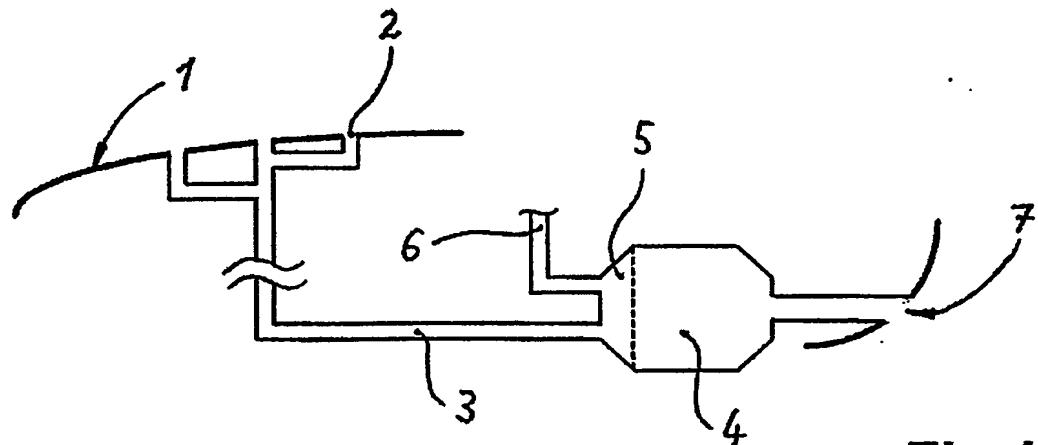
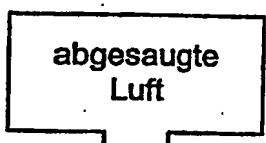


Fig.1

Absaugsystem



Klimasystem

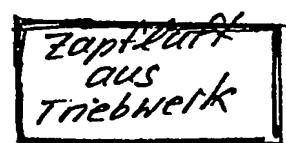


Fig.2

Document made available under the Patent Cooperation Treaty (PCT)

International application number: PCT/EP04/014617

International filing date: 22 December 2004 (22.12.2004)

Document type: Certified copy of priority document

Document details: Country/Office: DE

Number: 103 61 390.0

Filing date: 29 December 2003 (29.12.2003)

Date of receipt at the International Bureau: 15 February 2005 (15.02.2005)

Remark: Priority document submitted or transmitted to the International Bureau in compliance with Rule 17.1(a) or (b)



World Intellectual Property Organization (WIPO) - Geneva, Switzerland
Organisation Mondiale de la Propriété Intellectuelle (OMPI) - Genève, Suisse

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record.**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:



BLACK BORDERS

- IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**
- FADED TEXT OR DRAWING**
- BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING**
- SKEWED/SLANTED IMAGES**
- COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS**
- GRAY SCALE DOCUMENTS**
- LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT**
- REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY**
- OTHER:** _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.